

文章编号: 1001-2486 (2001) 06-0017-03

嵌银丝贫氧推进剂燃烧特性*

张炜, 朱慧, 夏智勋, 方丁酉

朱葆华, 曹军伟

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073) (空空导弹研究院, 河南洛阳)

摘要: 采用试验发动机法, 对嵌银丝铝镁贫氧推进剂的燃烧特性进行了研究, 得到了低压下嵌银丝铝镁贫氧推进剂的燃烧规律, 研究了银丝直径和贫氧推进剂配方对嵌银丝发动机燃速的影响。结果表明, 嵌银丝贫氧推进剂的燃烧过程由初始工作段、稳定工作段和结束段组成; 采用较粗的银丝(0.3mm和0.4mm)可以显著提高贫氧推进剂的燃速; 提高贫氧推进剂的基础燃速也是提高嵌银丝贫氧推进剂燃速的有效方法之一。

关键词: 嵌银丝; 贫氧推进剂; 燃烧性能

中图分类号: V435 **文献标识码:** A

Combustion Characteristics of Silver-Wire Embedded Fuel-Rich Propellant

ZHANG Wei, ZHU Hui, XIA Zhi-xun, FANG Ding-you

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

ZHU Bao-hua, CAO Jun-wei

(014 Research Institute, Luoyang, China)

Abstract: The combustion characteristics of silver-wire embedded fuel-rich propellant grain are investigated. The effect of the diameters of silver wires and the composition of the propellant on the combustion properties is studied. The test pressure-time curves show that the combustion process of silver-embedded fuel-rich grain consists of initial part, steady part and end part. The silver-embedded fuel-rich propellant grain with coarse silver wire (diameter: 0.3mm and 0.4mm) gives up high burning rate. Furthermore, to increase the burning rate of the fuel-rich propellant is also a good way to increase the burning rate of the silver-embedded fuel-rich propellant grain.

Key words: silver-wire embedded grain, fuel-rich propellant, combustion

非壅塞固体火箭冲压发动机在较低补燃室压强下工作(一般在1MPa以下), 其燃速也较低, 通常难以满足冲压发动机的内弹道性能要求^[1-3]。

从发动机设计角度看^[4-6], 对于较低燃速的推进剂可采用内孔燃烧的方式来达到燃气流量的要求。但采用内孔燃烧药柱意味着发动机工作时间的减少和装药体积装填率的降低, 削弱了冲压发动机在巡航段长时间工作、大机动飞行和攻击的优势, 故一般燃气发生器采用端燃装药。因此, 对贫氧推进剂提出了高燃速的要求。尽管嵌银丝法广泛用于常规固体火箭发动机中以提高推进剂的燃速, 但对于贫氧推进剂系统, 尚未见文献报道。

1 试验

在稳态燃烧时, 端面燃烧的嵌金属丝推进剂药柱形成了锥形的燃面, 其锥角以 α 表示。为了尽快使贫氧推进剂药柱进入稳态燃烧, 将推进剂的初始燃面设计成了一个锥角为 α 的锥面^[7]。

嵌银丝铝镁贫氧推进剂药柱外径为50mm, 中心嵌一根银丝, 药柱初始燃面的锥角 α 为39°。贫氧推进剂药浆直接浇铸在外径为60mm、内径为50mm的PVC管中。

试验发动机内径为64mm, 发动机内腔长度为270mm。发动机试验时, 将准备好的推进剂药柱与套管一起放入发动机内(如图1所示), 装点火药包, 安装喷管。

试验发动机试验测试燃烧室工作压强和时间。由测试数据计算得到平均压强和平均燃速等参数。

* 收稿日期: 2001-07-23

作者简介: 张炜(1962-), 男, 教授, 博士。

2 试验结果与讨论

2.1 银丝直径对铝镁贫氧推进剂燃速的影响

本研究选择的银丝是实心圆形截面的长丝，银丝直径分别为 0.1、0.2、0.3、0.4mm。试验结果如图 2 和表 1 所示，其中直径为 0.4mm 的一发实验因数据采集时间不够，故曲线未给出。

大量嵌银丝发动机的试验研究结果表明，嵌银丝发动机的压强-时间曲线和推力-时间曲线可以分成两个阶段：在点火初期，由初始燃面建立的燃烧工况形成第一个峰；然后在推进剂基础燃速和金属丝的共同作用下，由初始燃面向稳态燃面过渡，当形成稳态燃面后压强和推力趋于平稳。一般在嵌银丝推进剂药柱燃烧的末期，往往伴随着一个压强和推力的升高。本研究所获得的嵌银丝发动机的压强-时间曲线也证实了这一点。

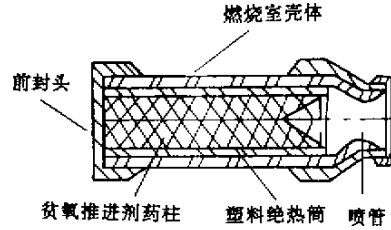


图 1 嵌银丝铝镁贫氧推进剂试验发动机

Fig.1 Schematic figure of silver-wire embedded test motor

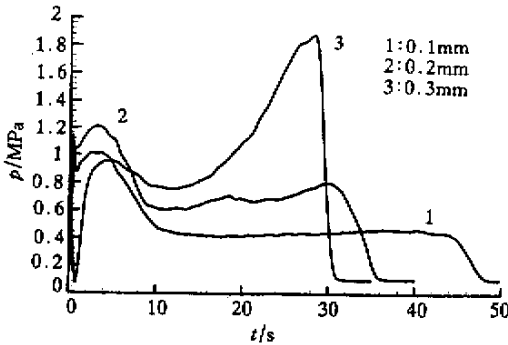


图 2 嵌银丝发动机的压强-时间曲线

Fig.2 Pressure curve of the motor with Ag-wire embedded grain

表 1 嵌银丝发动机试验结果 (I)

Tab.1 Result of Ag-wire embedded grain (I)

D_{Ag}/mm	0.1	0.2	0.3
t_b/s	43.17	29.46	27.47
$r/\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	3.11	4.54	5.024
p/MPa	0.52	0.77	1.08

从上述发动机的试验曲线可以看出，三种不同直径的银丝对铝镁贫氧推进剂燃烧性能的影响显著不同。直径大的银丝对推进剂燃速提高幅度的作用大。随着银丝直径的增加，嵌银丝发动机的燃速升高；直径大的银丝使发动机压强曲线尾部压强升高幅度增大；由含 0.3mm 银丝贫氧推进剂装药发动机的压强曲线可以看出，其初始压力峰与稳定工作段压强相近，故可以推断嵌入较粗的银丝时沿银丝燃速约比基础燃速高 3 倍左右，即本装药的初始燃面设计是合理的。

由于银丝的导热系数高于贫氧推进剂本体，因此在推进剂燃烧时，金属丝燃烧或传递的热量使金属丝周围的推进剂温度升高，导致在金属丝附近的推进剂燃速明显加快。这就是利用金属丝提高固体推进剂燃速的根据。

2.2 贫氧推进剂配方对嵌金属丝贫氧推进剂燃速的影响

从上一组试验数据可以看出，嵌银丝推进剂燃速的提高幅度不大。造成这种现象的原因有：一方面，燃气发生器的工作压强低，因此推进剂的燃速低；另一方面，推进剂的基础燃速低也是一个重要原因。

本组试验的主要目的就是设法提高贫氧推进剂的基础燃速，同时考察提高贫氧推进剂的基础燃速后嵌银丝推进剂燃速的变化情况。

本组研究采用了两个高燃速的贫氧推进剂配方以替代基础配方，同时考察银丝直径分别为 0.3 和 0.4mm 时的燃速特性。嵌银丝推进剂的发动机试验结果如图 3 和表 2 所示。

该组试验结果表明：(1) 基础配方的燃速对嵌银丝发动机燃速的影响很大。图 3 表明，铝镁贫氧推进剂的燃速升高，嵌银丝发动机的燃速也随之显著提高。在此工作压力下，嵌银丝发动机的燃速已经达到 $10\text{mm}\cdot\text{s}^{-1}$ 以上；(2) 铝镁贫氧推进剂基础燃速的提高，也导致嵌银丝发动机的压强在药柱燃

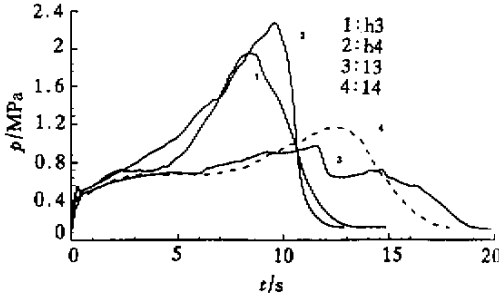


图 3 发动机的压强-时间曲线

Fig.3 Pressure curve of the motor (II)

表 2 嵌银丝发动机试验结果 (II)

Tab.2 Result of Ag-wire embedded grain (II)

D_{Ag}/mm	0.3	0.4	0.3	0.4
Propellant	$D-2$	$D-2$	$D-3$	$D-3$
t_b/s	15.99	12.40	8.31	9.30
$r/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	8.39	10.93	14.37	14.41
p/MPa	0.67	0.71	0.95	1.14

烧结束阶段压强的升高。

值得注意的是，在提高铝镁贫氧推进剂基础燃速的情况下，燃气发生器喉部的沉积更加严重，需要采取措施设法改善这种现象，以保证发动机的稳定、正常工作。

3 结论

(1) 对于贫氧推进剂，嵌银丝发动机的压强-时间工作曲线由初始燃面工作阶段、嵌银丝药柱稳态工作阶段和结束段组成。

(2) 银丝直径越大，提高铝镁贫氧推进剂的燃速效果越佳。选择直径为 0.4mm 银丝的增速效果显著。

(3) 对于在低压下工作的铝镁贫氧推进剂，采取嵌金属丝物理增速和提高贫氧推进剂基础配方燃速等手段的综合运用，才能大幅度提高贫氧推进剂的低压燃速。

参考文献：

- [1] Zarlino F. Airbreathing Propulsion Concepts for High Speed Tactical Missiles [R]. AIAA 88-3070, 1980
- [2] 张克勤. 冲压推进技术评论 [J]. 推进技术, 3: 1, 1990.
- [3] 梁守磐、王树声. 冲压发动机的展望 [J]. 推进技术, 1: 1, 1986.
- [4] 李宜敏等. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
- [5] 刘兴洲等. 飞航导弹动力装置 [M]. 导弹与航天丛书, No101, 北京宇航出版社, 1992.
- [6] 张平. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1992.
- [7] 方丁酉. 固体火箭发动机内弹道学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.

